

出口形式对双 S 弯排气系统红外特性影响研究

高翔, 杨青真, 施永强, 王贇, 杨惠成

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘要: 以轴对称收扩喷管为基础, 利用截面曲率控制的方法并结合流量匹配原则, 设计生成了不同出口形状的双 S 弯喷管。采用 CFD 数值模拟技术获得了 6 种模型的流场特征及组分浓度分布, 在此基础上利用逆向蒙特卡洛方法对其进行了红外辐射特征研究, 先后对比了不同模型的后半球红外辐射强度空间分布、探测面辐射亮度分布以及后半球锁定距离空间分布。研究表明: 双 S 弯喷管能够有效减缩目标红外信号, 出口形状对排气系统红外辐射有一定影响, 梯形出口模型的红外辐射强度明显低于矩形出口以及椭圆出口模型, 相比基准模型至少使红外辐射峰值减缩 70%; 随着梯形下底角的减小, 其红外辐射强度逐渐降低; 在推力损失可接受范围内利用合适的梯形出口能进一步降低排气系统的红外辐射强度。

关键词: 双 S 弯喷管; 出口形状; 梯形出口; 红外辐射; 锁定距离

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)06-1726-07

Numerical simulation of radiation intensity of double S-shaped exhaust system with different outlet shapes

Gao Xiang, Yang Qingzhen, Shi Yongqiang, Wang Yun, Yang Huicheng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Several double-S nozzles with different outlet shapes were designed based on an axis-symmetric nozzle to analyze influence of the outlet shape on the infrared radiation (IR) characteristics of exhaust system. The curvature regulation method and mass-flow matching principle were adopted in the design. The distribution of the characteristics of flow field and mass fraction of six exhaust system models were obtained by CFD. The IR characteristics of these models were calculated by reverse Monte-Carlo method (RMCM), and then IR intensity space distribution of the rear hemisphere, radiation brightness distribution and the lock distance of the rear hemisphere were researched. The results show that, the double S-shaped nozzle can reduce the infrared signal of target effectively. The outlet shape can affect the IR characteristics of exhaust system. The models with trapezoid outlet shape has significantly lower IR intensity than the double S-shaped nozzles with other outlet shapes, and can reduce the peak of IR intensity at least 70% compared with the axis-symmetric nozzle. Reducing trapezoid's bottom angle

收稿日期: 2014-10-13; 修订日期: 2014-11-17

基金项目: 航空科学基金(2011ZA06001)

作者简介: 高翔(1988-), 男, 博士生, 主要从事飞行器进排气系统气动热力学与隐身方面的研究。Email: Gaox88@mail.nwpu.edu.cn

导师简介: 杨青真(1964-), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事飞行器进排气系统气动热力学等方面研究。Email: qzyang@nwpu.edu.cn

can enhance the infrared suppression effect, and appropriate outlet shape can further suppress the IR intensity of exhaust system within acceptable thrust loss.

Key words: double S-shaped nozzle; outlet shape; trapezoid outlet shape; infrared radiation; lock distance

0 引言

在现代战争中,武器平台的生存能力很大程度上取决于它的隐身性能,对于飞行器尤其如此。20世纪50~90年代中,由红外制导武器击落的飞机占总损失飞机数量的80%以上^[1],红外制导武器成为作战飞机的主要威胁之一,同时红外隐身性能也成为飞行器的重要战术指标之一^[2]。飞行器排气系统的高温壁面和高温燃气是主要辐射源。在马赫数小于1.5时排气系统的红外辐射量占飞机红外辐射贡献的90%以上。因此开展排气系统红外特征信号研究对提高飞行器的生存力具有重要的意义。

国外近年来设计研制的一些无人机,如X-47B、神经元、暗星等都采用了降低飞行器红外辐射强度的方案,例如利用喷管遮挡内部高温部件的S弯技术、涂覆低发射率涂层、将喷口设计为二元喷管、以及利用引气冷却喷管壁面和高温喷流等。上述红外抑制技术,根据飞行器的任务不同,部分技术与雷达隐身技术一并应用于飞行器的总体设计中^[3]。目前,国内公开文献中针对双S弯喷管的红外辐射特征已开展了部分研究。例如,刘常春^[4]和章叶川^[5]分别对双S弯喷管的气动特性与红外特性进行了数值研究,他们认为,S弯喷管不但能够对发动机内部的高温部件进行有效遮挡,从而大幅度抑制排气系统的红外辐射,还能够保持较好的气动性能。此外S弯喷管由于其遮挡效果还能使得飞行器后向具有较低的雷达可探测性^[6]。出口形状不仅影响着喷管的气动性能,也影响着其隐身性能。这方面国内也开展了相应的研究:吉洪湖等开展了不同锯齿对圆转矩形喷管红外辐射特征影响数值模拟^[7];李岳锋、高翔、陈立海^[8-10]等研究表明采取适当的喷管出口型面并进行适当修型能够有效减缩目标的RCS。而出口形状是否能够进一步降低双S弯排气系统的红外辐射信号还未见相关研究和报道,因此有必要开展针对双

S弯喷管出口形状对其隐身性能的影响研究。

为此,文中以轴对称喷管为基准模型,利用复杂变截面曲率控制的方法设计了5种不同出口形状的双S弯喷管,首先采用CFD技术对其气动特性进行了数值模拟与分析,之后利用反向蒙特卡洛方法并结合大气透过率模型对上述模型的红外特征进行了对比分析。

1 研究对象

典型的涡扇发动机排气系统如图1所示,其组成结构有:中心锥、支板、混合器、外涵进口、低压涡轮出口(内涵进口)以及轴对称喷管等。

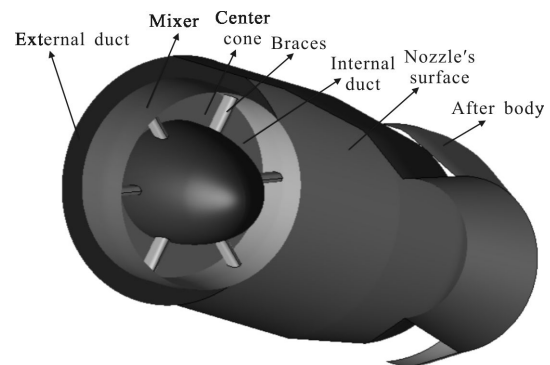


图1 典型排气系统结构

Fig.1 Typical structure of exhaust system

文中以轴对称喷管为蓝本,采用复杂变截面曲率控制的方法并结合中心线以及面积变化规律设计了双S弯喷管。为了研究出口形状对喷管红外辐射特性的影响,出口设计为矩形、梯形和椭圆3种。其中梯形出口情形,根据梯形下底角的不同被分为40°、60°、80°3种形状。梯形出口生成的方法是保证高度不变、改变梯形的下底角,并保证中位线与其高度之比与矩形出口宽高比相同;椭圆出口生成的方法是保证长短轴之比为矩形出口宽高比,并保证面积相同。双S弯排气系统外形及不同出口形状如图2所示。双S弯喷管的主要设计参数如表1所述。

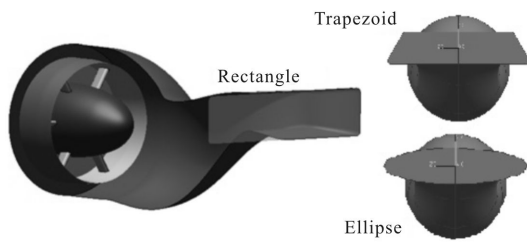


图 2 双 S 弯模型及出口形状

Fig.2 Outlet shape of double S-shaped model

表 1 双 S 弯二元喷管设计参数

Tab.1 Design parameters of double-S shaped model

Parameters	Value
Length/Diameter	1.7
Aspect ratio	4
Offset position	0.4
Offset distance(non-dimensional)	-0.15 0.35
Law of centerline	Uniform change
Law of area	Front acute, after slow
Outlet shape	Ellipse, rectangle, trapezoid

2 计算方法

排气系统红外辐射特性的数值计算包括流场计算和红外辐射计算。流场计算是为了获得排气系统的壁面温度分布、燃气的温度、压力以及吸收-发射性气体的组分浓度。红外辐射计算是要以流场计算结果为基础来获得目标的红外辐射特性。

2.1 流场计算方法

模型的支板数为 6 个,因此模型具有对称性,取 1/2 的排气系统模型进行流场计算。为了使自由流充分发展,流场计算域选取的较大,其轴向长度为 60D,径向尺寸为 20D,其中 D 为喷管进口直径。

流场计算时采用全三维分区结构化网格划分,体网格均为六面体结构,面网格均为四边形结构。在壁面附近及喷管出口处对网格进行了加密处理,网格总量为 115 万左右,如图 3 所示。通过网格独立性验证表明流场计算结果不受网格数量的影响。

计算工况为高空巡航状态, $Ma=0.8$, 高度 11 km, 内外涵边界条件为压力入口边界条件,外流边界为压力远场。采用 SST $k-\omega$ 模型进行湍流模拟,流-固耦合换热中考虑辐射换热的影响,选用离散坐标辐射模型(DO 模型)模拟实际换热过程中的辐射换热,

采用灰气体加权模型 WSGGM 确定燃气的辐射性质,收敛精度设置为各项残差小于 1×10^{-4} 。

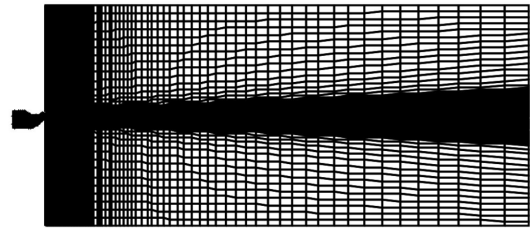


图 3 双 S 弯喷管对称面网格

Fig.3 Mesh of double S-shaped nozzle

2.2 红外辐射强度计算方法

红外辐射强度计算采用反向蒙特卡洛方法^[11-13](RMCM),这种方法是对物理过程的直接模拟,不需要对入射平面的空间立体角进行离散,可以比较容易地解决包含复杂几何形状和各向异性散射等问题。在处理非均匀介质的辐射传输问题时,没有繁琐的积分求和运算,计算时只与表面的本身辐射相联系,避免了求解固体壁面的有效辐射,因此在不增加计算成本的前提下,可以大幅增加射线条数,从而进一步提高计算精度。计算公式如公式(1)所示:

$$I_{\lambda} = \frac{\Omega_{FOV} R^2}{\pi N} \sum_{i=1}^N E_{b\lambda}(i) \quad (1)$$

式中: I_{λ} 为探测点处光谱辐射强度; $E_{b\lambda}(i)$ 为第 i 条随机射线吸收点处的黑体光谱辐射强度; Ω_{FOV} 为探测器的视场立体角; R 为探测距离; N 为射线数。

红外计算光谱区间为 3~5 μm , 光谱分辨率为 0.025 μm 。喷管壁面网格节点处的温度和红外活性气体组分的温度、压力及组分浓度数据直接由流场计算结果提供而无需插值计算。利用参考文献[13]发展的 Malkmus 窄谱带模型参数数据库计算气体组分的红外辐射特性。所有固体壁面均设为漫反射体,并假设其发射率不随波长变化,设定为 0.85。采用 RMCM 方法需要统计大量的随机射线,因此射线密度要足够大。文中选取的射线密度为 30 条/像素,单个探测方位的总射线数在 3 百万~2 千万条左右,这是因为不同探测方位的视场立体角不同,所示总射线数不同,但射线密度相同。

红外计算中探测角定义如图 4 所示。后半圆探测点布置按球坐标分布,以喷管出口中心位置作为球坐标的原点,以喷管轴线方向为 Z 轴,高度方向为 X 轴, $\vec{Z} \times \vec{X}$ 矢量为 Y 轴建立坐标系,探测点布置在以

探测距离为半径的球面上。因为后续计算中要考虑斜程大气吸收对红外辐射特性的影响,使得在排气系统水平面上下的探测方位上也不再具有对称性,所以 θ 的取值范围为 $\theta=0^\circ\sim 90^\circ$,角度间隔 $\Delta\theta=45^\circ$, φ 的取值范围为 $\varphi=0^\circ\sim 180^\circ$ 。这样就在排气系统的后向四分之一球空间上布置了199个探测点。

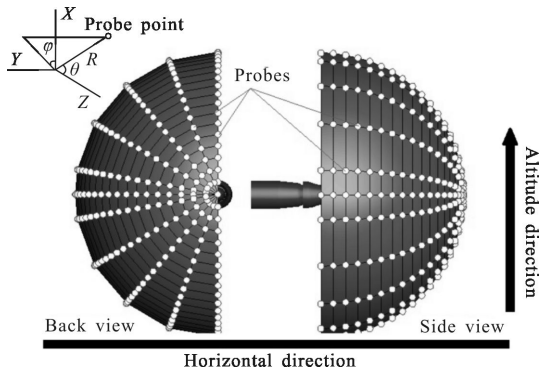


图4 后半球探测器分布

Fig.4 Probes distribution on rear hemisphere

3 结果分析与讨论

3.1 双S弯流场数值模拟

图5为宽高比为4的双S弯喷管的对称面上的无量纲压强分布(P/P^*),从喷管入口至喷管出口压强整体呈现下降趋势,喷管内外涵进口静压基本符合混合室静压平衡条件,喷管工作状态为欠膨胀状态。在内涵进口附近存在局部的低压区域,这主要是由于支板引起的,气流流过支板附近,流通面积局部降低导致来流加速,压强降低。由于双S弯喷管的S弯道影响,气流在第一S弯前段上壁面压力高于下壁面,在第二S弯前段下壁面压力高于上壁面;所设计的双S弯喷管整体呈顺压梯度流动,在第一弯附近由于气流受弯道作用向下流动,且第一弯上壁面附近曲率过大,出现局部的低压区。

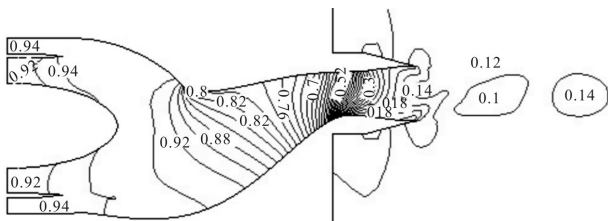


图5 双S弯喷管对称面无量纲压强分布

Fig.5 Distribution of non-dimensional pressure in symmetric plane of double S-shaped nozzle

图6为不同出口形式的双S弯喷管与基准轴对称喷管对称面无量纲温度分布对比。图中反映排气系统内的气流温度明显高于射流下游,随着燃气的扩散,射流区域温度逐渐降低至环境温度。双S弯喷管的射流高温区域长度明显低于轴对称喷管,以无量纲等温线0.52为例,高温区长度至少降低59%以上。在三种不同出口外形的双S弯喷管中,椭圆出口的高温区域长度明显高于其余两类模型,梯形出口模型的高温区长度小于矩形出口模型,这主要是由于出口形状由椭圆过度到梯形,其湿周长度逐渐增加,有利于气流混合。再次,气流受出口的形状影响,空间上的不均性增加,进一步加大了喷管内部气流的混合,导致出口射流温度降低。这说明,相比轴对称喷管,双S弯能够加大喷管内部内外涵气流的掺混,梯形喷管出口形状有利于气流的混合,进一步降低燃气的温度,缩短高温核心区域的范围,有利于减缩排气系统的红外辐射强度。

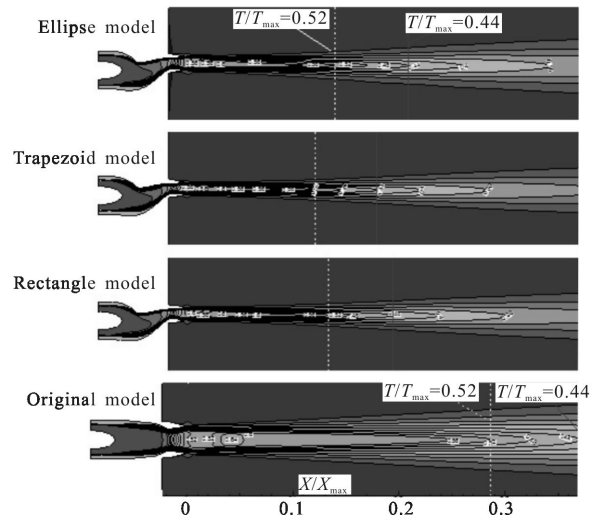


图6 对称面无量纲温度分布云图

Fig.6 Distribution of non-dimensional temperature in symmetric plane

流场计算结果如表2所示,表中“T40”表示下底角为 40° 的梯形出口,“R”表示矩形出口模型,“E”表示椭圆出口模型。表中反映出各模型流量相差不大,最大相差小于0.3%,但推力都相比轴对称喷管略有下降。推力下降的原因是:(1)双S弯喷管流路气动损失比轴对称喷管大;(2)出口形状的变化使得双S弯喷管内的气流变得更不均匀,进一步加大流通损失。

表 2 不同模型相对推力与相对流量

Tab.2 Non-dimensional thrust and mass-flow of double S-shaped nozzles

	T40	T60	T80	R	E
F/F_{axi}	0.968	0.974	0.980	0.983	0.987
M/M_{axi}	0.997	0.998	0.997	0.997	0.997

3.2 双 S 弯喷管红外辐射特性分析

3.2.1 俯仰探测平面双 S 弯喷管红外辐射强度分布分析

图 7 为文中研究的 6 种排气系统 3~5 μm 波段内无量纲辐射强度在俯仰探测平面内的角向分布。从图中曲线可以明显看出，双 S 弯喷管模型能够大幅度降低排气系统的红外信号。当俯仰探测平面探测角 $\theta > 35^\circ$ 时，轴对称模型的红外辐射强度低于其他模型，这是由于：在此探测范围内，中心锥这类主要的高温壁面被遮挡，高温壁面对红外辐射强度贡献降低，吸收-发射参与性气体逐渐对目标总辐射强度起主导作用；此外，在俯仰探测平面上受宽高比影响，双 S 弯喷管的尾喷流在此方向上的投影面积大于轴对称喷管。相比上方探测面，当探测角度在 $-35^\circ \sim 0^\circ$ 时，双 S 弯喷管各模型下方辐射强度较小，随着探测角逐渐向上方探测面靠近时，双 S 弯喷管的辐射强度逐渐增加，在 10° 探测角下到达最大值，之后随着探测角度的继续增加，双 S 弯喷管辐射强度迅速下降，并与轴对称喷管辐射强度相近。总体来看，在俯仰探测平面上双 S 弯喷管的各种模型均能够有效降低排气系统的红外辐射强度，双 S 弯不同出口形状模型中，矩形出口模型相比椭圆出口模型的红外辐射强度峰值降低 14%，梯形出口形状模型相比矩形出口能够使峰值至少降低 8%，梯形出口模型相比轴对称模型使峰值至少降低 54%。在梯形出口喷管中，下底角为 80° 的喷管辐射强度整体高于 60° 和 40° 的喷管，而 60° 与 40° 下底角下喷管在 $\theta < 35^\circ$ 范围内的辐射强度相差不大， 40° 下底角模型在下方探测平面的辐射强度整体略小于 60° 下底角喷管。在 0° 探测角下，轴对称喷管的辐射强度最大，双 S 弯喷管的红外辐射强度大约是轴对称模型的 70%。双 S 弯喷管中，椭圆形出口、矩形出口、梯形出口辐射强度依次降低，在梯形出口类型中，随着梯形

下底角的减少， 0° 探测角下的红外辐射强度依次降低，相比轴对称模型分别降低 76.9%，77.2% 和 79%。造成上述现象的主要原因是：在 0° 探测角下，高温固体壁面是主要的辐射来源，轴对称喷管不像双 S 弯喷管那样能够利用喷管型面有效遮挡喷管内部的高温壁面，因此轴对称喷管的辐射强度高于双 S 弯喷管。文中为保证推力损失较小，将双 S 弯喷管设计为不完全遮挡，因此导致在俯仰方向 10° 探测角下，双 S 弯喷管辐射强度达到峰值。

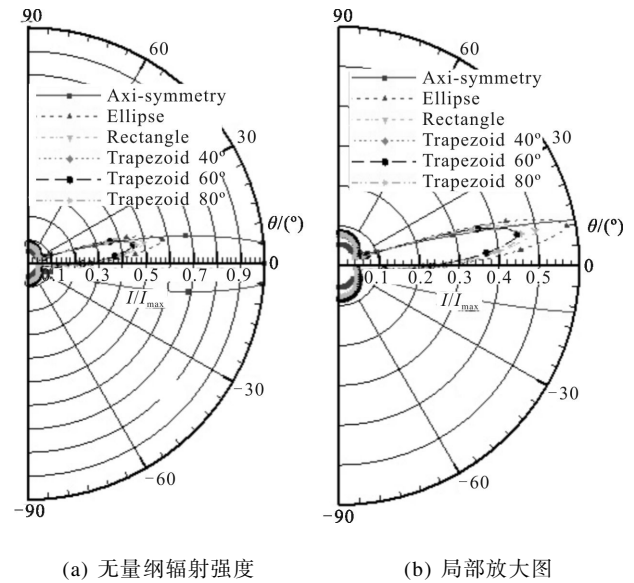


图 7 俯仰探测平面辐射强度
Fig.7 Non-dimensional IR intensity in altitude detection plane

3.2.2 水平探测平面双 S 弯喷管红外辐射强度分布分析

图 8 为水平探测方向上双 S 弯喷管的无量纲积分辐射强度的角向分布曲线，与俯仰探测平面不同，

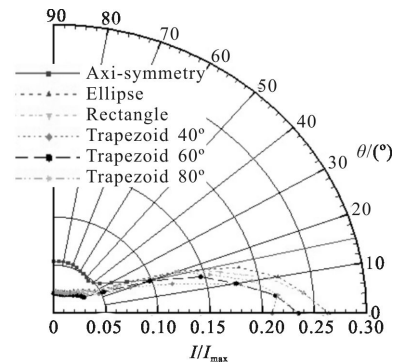


图 8 水平探测平面上无量纲积分辐射强度
Fig.8 Non-dimensional IR intensity in horizontal detection plane

双S弯喷管在水平探测面大探测角度下红外辐射强度都低于轴对称喷管。这主要受双S弯喷管的宽高比作用的影响,在此探测面上尾流区的投影面积小于轴对称喷管。

图9为水平探测面90°探测角无量纲辐射亮度分布,4种双S弯喷管模型的尾流辐射亮度分布相似,在矩形出口模型中可以明显看到高温核心区域的辐射亮度高于其他模型。这也说明了梯形出口有利于内外涵气流的掺混,能够起到降低目标红外辐射强度的效果。

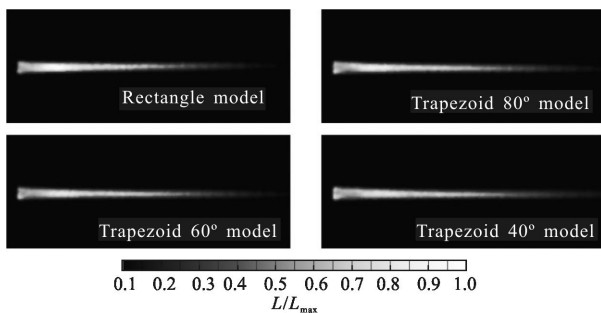


图9 水平探测面90°角无量纲辐射亮度分布

Fig.9 Distribution of non-dimensional radiation brightness at 90° in horizontal detection plane

3.2.3 后半球探测空间目标红外辐射特征分析

图10为6种模型的后半球无量纲红外辐射强度分布云图,图中清楚地反映轴对称喷管在后半球的红外辐射强度呈轴对称分布,在0°探测角度下轴对称喷管红外辐射强度达到最大值,随着探测角度偏离0°逐渐降低。双S弯模型的辐射强度的峰值

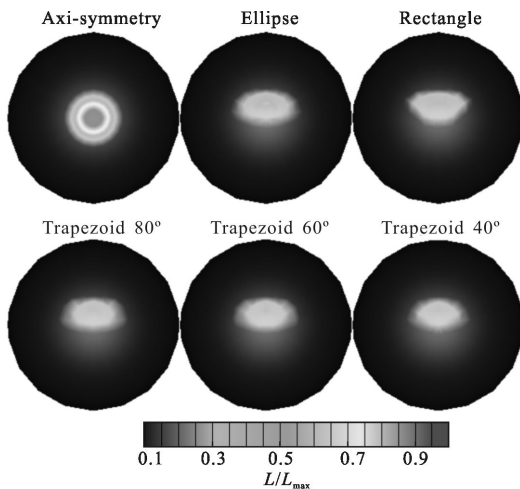


图10 不同模型后半球红外辐射强度空间分布

Fig.10 Non-dimensional IR intensity in the rear hemisphere of different nozzles

在后半球的上方,并且双S弯喷管模型的辐射强度明显小于轴对称模型。这说明,遮挡高温壁面有利于降低红外辐射强度。

文中采用IR Imaging探测器^[14]的相关性能参数,计算了6种模型的后半球空间不同探测方位处的锁定距离。图11给出了轴对称模型、矩形出口模型以及下底角为60°的梯形出口模型的后半球锁定距离空间分布。由于考虑了斜程大气的吸收影响,轴对称模型的锁定距离呈现明显的上下不对称分布。低层大气水蒸气密度较大,而且压力温度值较高,因此大气的沿程吸收较为显著,使得在下方探测方位处对目标的锁定距离较近。在轴对称模型正后方,锁定距离最大,随着角度的增加锁定距离迅速减小。双S弯喷管受壁面遮挡作用影响,喷管正后方锁定距离较小,在上方1/4球面空间的锁定距离比下方大,这与目标的红外辐射强度的空间分布相关。同样受大气吸收的影响,使得双S弯喷管的锁定距离空间分布与辐射强度空间分布不完全一致。对比3种模型,双S弯喷管构型能够有效缩短排气系统的锁定距离,矩形出口模型的最大锁定距离不到轴对称模型的70%。采用梯形出口外形后能够进一步缩短锁定距离,以下底角60°模型为例,其最大锁定距离比矩形出口模型至少低14.2%,约为基准轴对称模型的60%;其推力损失相比轴对称模型降低2.6%,比矩形出口的模型多降低0.9%。

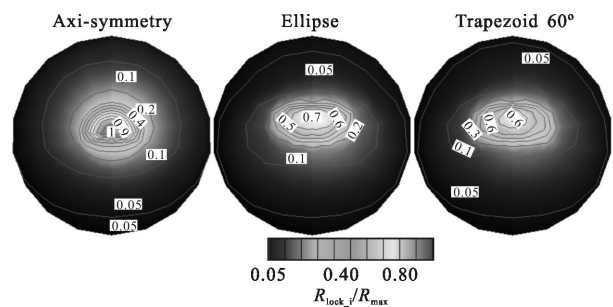


图11 不同模型后半球锁定距离空间分布

Fig.11 Non-dimensional IR lock distance in the rear hemisphere of different nozzles

4 结论

文中首先以典型轴对称收扩喷管为基准,设计了5种双S弯喷管,先后对6种喷管的流动特性与红外辐射特征进行了数值模拟研究,主要结论有:

(1) 双 S 弯喷管的特殊构型能够有效降低目标的红外辐射强度。相比基准轴对称模型,文中所设计的双 S 弯喷管在 0° 探测角下至少降低目标红外信号 70%。水平探测平面 90° 探测角上,其辐射强度大约为轴对称模型的 40%。

(2) 大气吸收影响使得轴对称模型的锁定距离空间分布呈现明显的上下不对称现象,并使得在下方探测方位处对目标的锁定距离较近。

(3) 双 S 弯模型中,梯形出口模型的红外辐射强度整体低于矩形出口和椭圆出口模型。下底角 60° 模型最大锁定距离比矩形出口模型至少低 14.2%,约为基准轴对称模型的 60%。

(4) 随着梯形下底角的减小,双 S 弯喷管的尾流的高温区域范围降低,有利于抑制目标红外信号。下底角为 60° 梯形模型具有相对较低的红外强度,其在 0° 探测方向上红外辐射强度大约是轴对称模型的 22.8%。

参考文献:

- [1] Haulman D L. USAF manned aircraft combat Losses 1990–2002 [R]. AD A434084, 2002.
- [2] Mahulikar S P, Sonawance H R, Rao G A. Infrared signature studies of aero space vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7): 218–245.
- [3] Marlene Johansson. Propulsion Integration in an UAV [R]. AIAA 2006–2834, 2006.
- [4] Liu Changchun, Ji Honghu, Huang Wei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2–D nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(7): 1482–1488. (in Chinese)
刘常春, 吉洪湖, 黄伟, 等. 一种双 S 弯二元喷管的红外辐射特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2013, 28 (7): 1482–1488.
- [5] Zhang Yechuan, Wang Zhanxue, Shi Jingwei, et al. Analysis on flow and infrared radiation characteristics of double S–nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28 (11): 2468–2474. (in Chinese)
章叶川, 王占学, 史经纬, 等. 双 S 弯喷管流动特性及红外辐射特性分析 [J]. 航空动力学报, 2013, 28 (11): 2468–2474.
- [6] Li Yuefeng, Yang Qingzhen. Huan Xia, et al. Influence on radar cross-section of S–shaped two dimensional convergent nozzles with different outlet width-height ratios [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(3): 645–651. (in Chinese)
李岳锋, 杨青真, 环夏, 等. 出口宽高比对 S 形二元收敛喷管雷达散射截面的影响 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 645–651.
- [7] Li Wei, Zhang Bo, Wang Fei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of round to rectangular nozzles with different chevrons considering engine components [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(8): 1810–1816. (in Chinese)
李伟, 张勃, 王飞, 等. 不同锯齿对圆转矩形喷管红外辐射特征影响数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1810–1816.
- [8] Li Yuefeng, Yang Qingzhen, Li Xiang, et al. RCS characteristic of S–shaped nozzle with different outlet shapes [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28 (12): 2671–2677. (in Chinese)
李岳锋, 杨青真, 李翔, 等. 不同出口形状 S 形喷管的 RCS 特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2671–2677.
- [9] Gao Xiang, Yang Qingzhen, Mu Hongrui. Numerical simulation of radar scattering characteristics for 2–D nozzles with different aspect ratios [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 735–741. (in Chinese)
高翔, 杨青真, 母鸿瑞. 不同宽高比的二元喷管电磁散射特性数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 735–741.
- [10] Chen Lihai, Yang Qingzhen, Chen Lingling. Numerical simulation of RCS for 2D convergent nozzle with different trailing edges[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(3): 513–520. (in Chinese)
陈立海, 杨青真, 陈玲玲. 不同喷口修形的二元收敛喷管 RCS 数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 513–520.
- [11] Huang Wei, Ji Honghu, Si Ren. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 745–772. (in Chinese)
黄伟, 吉洪湖, 斯仁. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745–772.
- [12] Wang K C. Prediction of rocket plume radioactive heating using backward monte-carlo method [R]. AIAA 93–0137, 1993.
- [13] Chen Lihai. Numerical simulation on the infrared radiation characteristics of exhaust system of the aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013.
- [14] Rao G A, Mahulikar S P. Effect of atmospheric transmission and radiance on aircraft infrared signatures [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42: 1046–1054.